



(19) **RU** ⁽¹¹⁾ **2 088 487** ⁽¹³⁾ **C1**
 (51) Int. Cl.⁶ **B 64 F 1/00**

RUSSIAN AGENCY
 FOR PATENTS AND TRADEMARKS

(12) ABSTRACT OF INVENTION

(21), (22) Application: 93013976/09, 17.03.1993

(46) Date of publication: 27.08.1997

(71) Applicant:
 Letno-issledovatel'skij institut im.M.M.Gromova

(72) Inventor: Kabachinskij V.V.,
 Mineev M.I., Lapshin G.M., Kalinin Ju.I.

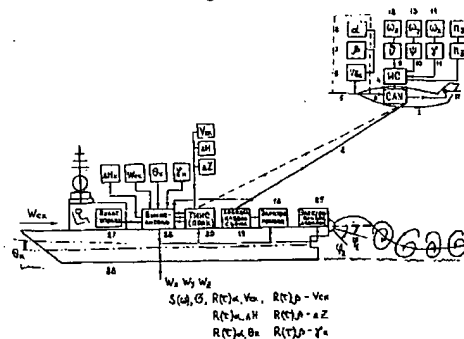
(73) Proprietor:
 Letno-issledovatel'skij institut im.M.M.Gromova

(54) METHOD OF MEASURING CHARACTERISTICS OF TRANSPORT VEHICLE AIR WAKE

(57) Abstract:

FIELD: measurement technology.
 SUBSTANCE: method consists in measuring the characteristics of transport vehicle, characteristics of motion of flying vehicle-sounder relative to air masses and determination of characteristics of air wake. Sounding flying vehicle is placed in succession in several predetermined points after ship holding the sounding vehicle in this point and additionally measuring the parameters of flight: angle of attack and slip angle, flight speed vector, pitch angle, bank angle, heading angle, angular velocities relative to three axes, longitudinal and lateral g-loads, control surface angles of sounding flying vehicle; then direction and force of wind and motions of ship (change in trim, heeling and vertical motion of ship's center of mass) are measured, after which the following characteristics of sounding flying vehicle are measured: vertical deviations, lateral deviations and speed vector reactive to

ship; measurements are conducted by means of external trajectory measurement devices on measurement platform connected with ship; platform is stabilized against motions and then differences between vector of speed of sounding vehicle relative to measurement platform and vector of speed of sounding vehicle relative to air masses are determined. EFFECT: enhanced accuracy of measurements. 1 dwg



RU 2 088 487 C1

RU 2 088 487 C1

Изобретение относится к области авиации и может быть использовано в самолетной технике корабельного базирования для измерения характеристик посадочных систем.

Известна система измерения спутной струи самолета с использованием самолета-зондировщика.

Проведение исследований с применением самолета-зондировщика, предназначенного для полета в вихревом следе ведущего самолета (полет в следе и его пересечения), предполагает использование визуализации вихревых жгутов. Это делается с помощью дымовых систем, устанавливаемых на борту ведущего летательного аппарата (ЛА). При этом основной сложностью является измерение характеристик потока, индуцируемого вихревым следом, в определенных точках, т. к. под действием различных факторов область спутной струи перемещается в пространстве. Необходимо перемещать датчики таким образом, чтобы их движение повторяло массовое движение исследуемой области следа и в тоже время они находились в определенных заданных положениях в пространстве. Поэтому приходится, либо допуская погрешности, проводить оценочные исследования, либо, усложняя методику обработки материалов, вводить поправки.

Способ используется для определения структуры течения и измерения интенсивности следа по регистрируемым отклонениям рулей управления самолета-зондировщика, компенсирующих его перемещение в следе. Для оценки интенсивности вихрей составляющих вектора скорости потока на самолете-зондировщике регистрируются угловые скорости и перегрузки относительно трех осей, углы отклонения управляющих поверхностей. Необходима синхронная регистрация кинематических характеристик потока и самого движения самолета, а также относительного движения самолетов, необходима высокая точность измерений и регистрации.

По результатам анализа погрешностей определения характеристик спутной струи следует, что они зависят от ошибок измерителей воздушной скорости и скорости движения относительно самолета или корабля, а для штатных измерителей на обычных скоростях захода на посадку не обеспечивают необходимой точности определения скоростей спутной струи. Для достижения требуемых точностных характеристик измерения параметров воздушного потока необходимо применение специальных датчиков с уменьшенной погрешностью измерения скорости полета.

Наиболее близким к предложенному является способ определения структуры следа ЛА на необходимых удалениях за ним при точном выдерживании заданных расстояний, согласно которому за ЛА буксируется другой ЛА, оборудованный аппаратурой для измерения в следе. Длина буксировочного троса определяется расстоянием, на котором необходимо выполнять измерения. Датчики устанавливаются на выносной штанге, которая в процессе эксперимента вводится в вихревой след. Такой метод исследований позволяет определить структуру следа на

необходимом расстоянии за самолетом и может быть использован для анализа его развития сворачивания пелены и невязкого развития следа. Таким способом буксирован планер с установленной на нем термоанемометрической аппаратурой за канадским самолетом "Де Хэвилленд", длина троса составляла 18 размахов крыла самолета.

Для зондирования следа использовались 3-компонентные термоанемометрические датчики, установленные на выносной штанге планера.

Недостаток способа использования буксируемых планеров для целей измерения характеристик спутной струи за кораблем - отсутствие желаемых результатов по точности. Для получения заданной точности оценки параметров спутной струи требуется проведение высокоточных измерений с использованием прецизионных датчиков и длительное время наблюдения в каждой пространственной точке, чего не позволяет сделать описанный способ.

Спутная струя за кормой корабля, наряду с колебательными движениями посадочной площадки, является одним из решающих факторов, влияющих на точность и безопасность выполнения режима посадки ЛА. Отсюда вытекает необходимость достоверного знания о реальных характеристиках спутной струи и определение модели этого возмущения для выбора расчетных случаев оценки эффективности выполнения посадки и спрогнозировать характеристики посадки ЛА в расчетных экстремальных условиях внешней среды.

Обтекание корпуса корабля и палубы воздушным потоком приводит к образованию интенсивных воздушных возмущений в виде скосов потока и вихрей (воздушных ям), которые вызывают изменения угла атаки ЛА и его воздушной скорости. Неравномерность вертикальных скосов по размаху крыла приводит также к интенсивным возмущениям по углу крена ЛА, особенно перед самой посадкой.

Характер и интенсивность воздушных возмущений зависят от продольной балансировки авианосца, скорости его движения, направления и интенсивности ветра и волнения моря.

Воздушные возмущения за кораблем содержат стационарные (детерминированные) возмущения, являющиеся функциями координат местоположения ЛА относительно корабля.

Они характеризуются нисходящими и восходящими потоками воздуха за кормой корабля, меняющимися при изменении местоположения ЛА (скосы 4-9°).

Турбулентные возмущения в виде случайных функций времени зависят от скорости воздушного потока над палубой и дальности до корабля $\sigma_W \approx 0,2 \div 0,7$ м/с.

Вертикальные и горизонтальные скосы потока, обусловленные качкой корабля в виде периодических функций времени в зависимости от колебаний палубы ($\pm 1,4$ м/с и $\pm 0,6$ м/с).

За кормой корабля остаются зоны завихренного потока на больших расстояниях, причем сразу за кормой линии завихренного потока до приблизительно 150 м направлены вниз, а с расстояния приблизительно 300 м и

далее направлены вверх. Таким образом, за авианосцем имеется провал потока вниз, и ЛА, входя в эту зону, имеет тенденцию проваливаться (в яму).

Отмеченные моменты определяют необходимость измерений и оценивания характеристик спутного воздушного потока за кораблем в реальных условиях.

Задача определения составляющих скоростей спутной струи за кораблем решается путем использования летательных аппаратов типа планера-зонда на основе измерения векторов скорости полета относительно корабля и воздушной скорости.

Цель изобретения определение характеристик спутной струи за авианосным кораблем.

Для решения указанной цели предложен способ измерений характеристик -составляющих скоростей спутной струи за авианосным кораблем, включающий измерение характеристик корабля, характеристик движения летательного аппарата (ЛА) зондировщика относительно масс воздуха и определения характеристик воздушной спутной струи, в котором ЛА-зондировщик последовательно помещают в ряд заданных точек пространства за кораблем, удерживая ЛА-зондировщик в заданной точке, замеряют дополнительно параметры полета -углы атаки и скольжения (α и β), вектор скорости полета $\vec{v}_{вс}$, углы тангажа, крена, курса ν , γ , ψ .

угловые скорости относительно трех осей $\omega_x, \omega_y, \omega_z$, продольную и боковую перегрузки (h_y, h_z), углы отклонения рулевых поверхностей $\delta_{в}, \delta_{з}, \delta_{н}, \delta_{нупс}$ ЛА-зондировщика, измеряют направление $\theta_{ск}$ и силу $W_{ск}$ ветра, качку корабля (дифферентную θ_k , креновую γ_k и вертикальное перемещение центра масс корабля ΔH_k) и измеряют характеристики ЛА-зондировщика вертикальные ΔH , боковые отклонения ΔZ и вектор

скорости $\vec{v}_{ск}$ относительно корабля

средствами внешне-траекторных измерений (ВТИ) на мерной платформе, связанной с кораблем, стабилизируя ее по качке, после чего определяют искомые разности между вектором скорости ЛА-зондировщика относительно мерной платформы $\vec{v}_{ск}$ и

вектором скорости ЛА-зондировщика относительно воздушных масс $\vec{v}_{вс}$

На чертеже изображены общая блок-схема системы измерения характеристик параметров спутной струи за кораблем, где обозначены: 1 буксируемая модель-зондировщик, летательный аппарат (ЛА)-зондировщик; 2 силовой трос и информационный кабель; 3 система автоматического управления (САУ); 4 - инерциальная система (ИС); 5 система воздушных сигналов (СВС); 6 датчик воздушной скорости трубка Пито; 7 датчик скольжения; 8 датчик угла атаки; 9, 10, 11 гироскопические датчики углов тангажа курса,

крена; 15, 16 акселерометры вертикальной и боковой перегрузок; 17 органы (поверхности) управления, включая органы непосредственного управления подъемной силой (НУПС); 18 электропривод управления лебедкой; 19 лебедка привода, троса и кабеля; 20 телевизионная информационно-измерительная система (ТИИС) на стабилизированной мерной платформе; 21 датчик крена корабля; 22 датчик дифферента корабля; 23 датчик ветра на корабле; 24 датчик качки корабля; 25 электропривод аппараллей; 26 вычислитель; 27 пульт управления оператора; 28 корабль.

Способ заключается в следующем.

В соответствии с выбранным шагом по координатам X, Y, Z разбивают воздушное пространство за кормой корабля, образуя "куб" точек, в которых нужно произвести измерения параметров спутной струи. Заданные координаты точек отображают на экране дисплея 27, стоящем перед оператором. На этом же экране наблюдают положение ЛА-зондировщика 1 по информации, получаемой от ВТИ - ТИИС-20, стабилизированной по качке корабля. Помещают ЛА-зондировщик 1 последовательно в ряд заданных точек пространства за кораблем, удерживая его в заданной точке с помощью САУ-3, отклонением поверхностей управления 17 которой реализуют заданную траекторию полета.

Совместив заданные и текущие координаты ЛА-зондировщика 1, измеряют дополнительно параметры полета углы атаки и скольжения α и β , вектор скорости полета $\vec{v}_{вс}$, углы тангажа, крена и курса ν , γ , ψ .

угловые скорости $\omega_x, \omega_y, \omega_z$, продольную и боковую перегрузки (h_y, h_z), углы отклонения рулевых поверхностей ($\delta_{в}, \delta_{з}, \delta_{н}, \delta_{нупс}$) ЛА-зондировщика 1 и вводят в корабельный вычислитель 26.

Измеряют направление $\theta_{ск}$ и силу ветра $W_{ск}$, качку корабля, дифферентную θ_k , креновую γ_k и вертикальное перемещение центра масс корабля ΔH_k , а также измеряют характеристики ЛА-зондировщика 1 вертикальные ΔH и боковые отклонения ΔZ и вектор скорости $\vec{v}_{ск}$ относительно корабля

средствами на мерной платформе, связанной с кораблем и стабилизированной по качке.

После этого с помощью вычислителя 26 определяют искомые разности между вектором скорости ЛА-зондировщика 1 относительно мерной платформы $\vec{v}_{ск}$ и

вектором скорости ЛА-зондировщика 1 относительно воздушных масс $\vec{v}_{вс}$ по

формуле

$$\vec{W} = \vec{v}_{ск} - \vec{v}_{вс}, \text{ где } \vec{W} \text{ вектор скорости}$$

перемещения воздушных масс в стабилизированной посадочной системе мерной платформы в виде составляющих скоростей W_x, W_y, W_z определяется

$$\begin{aligned} W_x &= V_{\text{вс}} \cos \alpha \cos \beta \cos \gamma + \\ &+ V_{\text{вс}} \sin \alpha \cos \beta (\sin \gamma \sin \psi - \cos \gamma \sin \psi \cos \gamma) - \\ &- V_{\text{вс}} \sin \beta (\cos \gamma \sin \psi \sin \gamma + \sin \gamma \cos \gamma) \\ W_y &= V_{\text{вс}} \cos \alpha \cos \beta \sin \gamma + \\ &+ V_{\text{вс}} \sin \alpha \cos \beta \cos \gamma \cos \gamma + V_{\text{вс}} \sin \beta \cos \gamma \sin \gamma \\ W_z &= V_{\text{вс}} \cos \alpha \cos \beta \cos \gamma \sin \psi + \\ &+ V_{\text{вс}} \sin \alpha \cos \beta (\cos \gamma \sin \psi + \sin \gamma \sin \psi \cos \gamma) - \\ &- V_{\text{вс}} \sin \beta (\cos \gamma \cos \gamma - \sin \gamma \sin \psi \sin \gamma) \end{aligned}$$

где $V_{\text{вс}}$ — воздушная скорость ЛА-зондировщика 1, полученная по информации от системы воздушных сигналов (СВС).

По полученным составляющим вектора скорости W_x , W_y , W_z ЛА-зондировщика 1 определяют приведенные через масштаб турбулентности L спектральные плотности $S(W_x/L)$, $S(W_y/L)$, $S(W_z/L)$ и среднеквадратические

величины σ_{W_x} , σ_{W_y} , σ_{W_z} турбулентной составляющей потока при различных характеристиках морского волнения и направления и скорости ветра над палубой; взаимные корреляционные функции $R(\tau)$ турбулентности и флуктуаций для параметров α , β , $V_{\text{вс}}$, ΔZ , γ_k , θ_k .

Причем данные статистические характеристики получают по всему диапазону расчетных условий, изменения углов установки аппареллей и т.д. включая экстремальные случаи, соответствующие максимальной качке корабля и установке на палубе базирующихся эскадрилий по предельной схеме размещения на стартовых позициях.

Оценка погрешностей вычисления составляющих скоростей ветра представляют как приращения функции многих переменных, соответствующего заданным приращениям аргументов. Если каждая из функций f_x , f_y , f_z дифференцируема, то по каждой переменной

$$\begin{aligned} W_x &= f_x(V_{\text{вс}}, \alpha, \beta, \gamma, \psi) \\ W_y &= f_y(V_{\text{вс}}, \alpha, \beta, \gamma, \psi) \\ W_z &= f_z(V_{\text{вс}}, \alpha, \beta, \gamma, \psi) \end{aligned}$$

приращение каждой составляющей W_x , W_y , W_z определяют разложением функций f_x , f_y , f_z в степенной ряд в окрестности параметров движения, определяющих исходную траекторию полета.

Управления для оценки погрешностей вычисления составляющих скоростей спутной струи за кораблем представляет

$$\Delta W_i = \sum_{j=1}^n \frac{\partial f_i}{\partial x_j} \Delta x_j, \quad i = x, y, z$$

где X_j — параметры движения ЛА, которые используют для вычисления ΔW_x , ΔW_y , ΔW_z ; Δx_j — погрешности определения истинных величин этих параметров, n — 7.

Погрешности считаются независимыми величинами с математическими ожиданиями, равными нулю.

При этих условиях среднеквадратическая погрешность вычислителя составляющих скоростей спутной струи определяют по формуле

$$\sigma_{W_i} = \sqrt{\sum_{j=1}^n \left(\frac{\partial f_i}{\partial x_j} \right)^2 \sigma_{\Delta x_j}^2}, \quad i = x, y, z$$

Это выражение используется для назначения требований по допустимым погрешностям датчиков параметров движения ЛА и оценки точности определения скоростей спутной струи по бортовой и наземной информации о параметрах движения ЛА.

Погрешности измерения параметров спутной струи снижаются за счет уменьшения до нулевого значения скорости полета ЛА-зондировщика 1 относительно корабля. Погрешности измерения скорости ЛА исключаются путем измерения скорости ЛА относительно корабля средствами ВТИ.

Способ позволяет проводить наблюдения при измерении параметров воздушного потока в фиксированной точке пространства относительно корабля в течение длительного времени, тем самым обеспечивается точность и стабильность характеристик воздушного потока в заданной точке посадки.

При использовании данного способа снижаются ограничения по гидрометеорологическим условиям проведения экспериментов и зависимость от географических районов в местонахождении корабля, а также отсутствуют запасные береговые аэродромы в радиусе досягаемости их ЛА.

Простота обслуживания при эксперименте делает способ экономичным и рациональным при измерении характеристик спутной струи за кораблем.

Данный способ реализуется системой измерений.

На борту 1 ЛА-буксировщика САУ-3 соединена с датчиками параметров движения ЛА, используемых в инерциальной системе 4, которая в свою очередь соединена с датчиками углов тангажа γ 9, курса ψ 10, крена θ 11, акселерометрами h_y 15, h_z 16, и датчиками угловых скоростей (ДУС) w_z -12, ω_y -13, ω_x -14.

СВС-5 соединена с датчиками углов атаки α 8, скольжения β 7 и воздушной скорости $V_{\text{вс}}$ 6, СВС-5 соединена с САУ-3; выход САУ-3 соединен с органами управления 17.

Корабельная ТИИС-20 соединена с вычислителем 26, который соединен с датчиками качки 24, ветра 23, дифферента 22, крена 27, а также с пультом управления 27 оператора; выход вычислителя 26 соединен с ТИИС-20, электроприводами 18 лебедки 19 и электроприводом 235 аппареллей.

С помощью задатчика координат управления ЛА-зондировщиком 1, расположенным на пульте 27 и соединенным по кабелю с САУ-3, помещают ЛА-1 последовательно в ряд заданных точек пространства за кораблем. Для этого с помощью САУ-3 отклоняются поверхности управления 17. После совмещения заданных и текущих координат ЛА-зондировщика 1 происходит загрузка данных в корабельной вычислитель 26, соединенный с корабельными системами. Измерения на борту ЛА-1 параметров движения ЛА синхронизированы с внешнетраекторными измерениями скорости полета и

местоположения ЛА-1 относительно корабля.

Оператор с пульта управления 27 через вычислитель 26 управляет также дальностью ЛА-зондировщика 1 с помощью электропривода лебедки 18; с помощью электропривода 25 изменяет углы установки аппареллей и тем самым меняет структуру спутной струи.

ЛА-зондировщик 1 летающая модель, обладающая минимальными эволютивными скоростями полета, соизмеримыми со скоростями движения корабля. Для оценки параметров спутной струи требуется определенное время наблюдения в каждой точке пространства в стабилизированных -фиксированных условиях по ветру и волнению моря. Только в этом случае возможна достоверная оценка случайной и детерминированной составляющих спутной струи.

Быстрое движение переходного процесса перевода ЛА-зондировщика 1 в другую измерительную точку пространства струи устраняется САУ-3 с помощью непосредственного управления подъемной силой (НУПС) 17.

С помощью ТИИС 20, использующей передающую телевизионную трубку типа "видикон", автоматически измеряются координаты ЛА-зондировщика 1 по осям, совпадающим и с направлением кадровой и строчной разверток. Если изображение ЛА на экране телевизионного приемника осталось смещенным на величину X по горизонтальной оси и на величину Y по вертикальной, то относительно продольной оси передающей трубки изображение сместится на углы в продольном $\text{tg} \lambda \cdot X/F$, горизонтальном на $\text{tg} \mu \cdot Y/F$, где F -фокусное расстояние объектива. Если автоматически измеряется смещение ЛА по осям X , Y , то определяются угловые отклонения ЛА относительно оси телевизионной камеры. Эти данные с помощью управляющего устройства поворачивают телекамеру так, чтобы изображение ЛА непрерывно удерживалось в ее поле зрения.

Необходимым условием внешнетраекторных измерений ТИИС является $DH=0$, $\Delta Z=0$, $\Delta D=0$, в это время происходит измерение α , β , $V_{\text{СК}}$.

Формула изобретения:

Способ измерения характеристик воздушной спутной струи за транспортным средством, преимущественно за авианесущим кораблем, включающий измерение параметров движения транспортного средства, параметров движения летательного аппарата-зондировщика относительно масс воздуха и определение параметров воздушной спутной струи, отличающийся тем, что летательный аппарат-зондировщик последовательно помещают в ряд заданных точек пространства за кораблем, в которых удерживают летательный аппарат-зондировщик с помощью системы автоматического управления и силового троса, измеряют дополнительно параметры полета углы атаки и скольжения (α, β), вектор скорости полета $\vec{v}_{\text{ВС}}$, углы тангажа, крена и курса (∂, γ, ψ), угловые скорости относительно трех осей ($\omega_x, \omega_y, \omega_z$), продольную и боковую перегрузки (n_y, n_z), углы отклонения рулевых поверхностей ($\delta_a, \delta_s, \delta_n$) летательного аппарата-зондировщика, измеряют направление $\theta_{\text{СК}}$ и силу $W_{\text{СК}}$ ветра, качку корабля и измеряют характеристики летательного аппарата-зондировщика вертикальные ΔH , боковые отклонения ΔZ , и вектор скорости $\vec{v}_{\text{СК}}$ относительно корабля

30 средствами внешне-траекторных измерений на мерной платформе, связанной с кораблем, стабилизируя ее по качке, после чего определяют скорости перемещения в спутной струе в виде разности между вектором скорости летательного

35 аппарата-зондировщика относительно мерной платформы $\vec{v}_{\text{СК}}$ и вектором скорости летательного аппарата-зондировщика

40 относительно воздушных масс $\vec{v}_{\text{ВС}}$ и по полученным скоростям перемещения воздушной спутной струи вычисляют ее характеристики, а именно, спектральную плотность, среднеквадратические величины турбулентной составляющей потока и масштаб турбулентности.